

含偏心孔复杂盘体三维有限元分析

沈阳航空工业学院 彭克俭* 盛元生

一、复杂三维盘体网格划分的基本策略

图 1 为含偏心孔的压气机盘实体, 略去其与盘强度分析无关的若干细节(如榫槽和花边)。对于图 1 所示的压气机盘, 根据其周期对称性取 30 扇区为分析对象, 含半个偏心孔。这是一个非常复杂的几何域, 其分网时遇到的主要困难是形体不规则和三维各向尺寸差异过大。广义上说用自由网格生成技术是可行的, 但是实际上是行不通的。主要原因有: (1) 为了使单元自身的几何性质保持良好, 对四面体、五面体单元畸变值要大于 0.4, 六面体单元畸变值要大于 0.7。这势必导致节点数剧增, 其求解规律一般难以接受。(2) 在节点非常多的情况下, 三维结构上用屏幕光标选择节点的方式来定义载荷和约束是不实用的。另外自由网格生成的节点的序号排列极不规则, 这给加约束和载荷带来的困难是无法克服的。

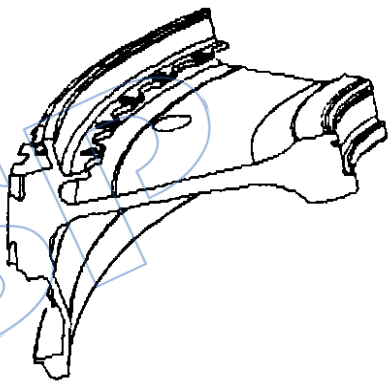


图 1 偏心孔的压气机盘实体

映射网格生成对规则几何域是有效的, 对较复杂结构可以采用分域映射, 但要求各子域的连接面唯一, 才不致于产生重合节点, 也就是说结构体内不出现裂纹面。虽然 Supertab 中的 Model Check 作业下有重合节点自动消除的功能, 但如无十分把握最好不用(特别是对三维问题)。对于非常复杂的问题来说映射网格生成同样有两个困难: (1) 如果要使单元自身几何性质保持良好, 必然导致子域划分过多, 定义子域的过程是人干预很强的工作, 这对一般用户来说是困难的。(2) 若子域划分较少, 则单元的几何性质一般难以保持良好。

综合以上原因, 针对旋转体的特点, 采用了单层分域映射与单元旋转反射相结合, 并对孔区局部进行挖补的策略, 具体做法如下:

1. 根据偏心孔圆心所在位置 $R = 150\text{mm}$, 孔半径 $r = 10\text{mm}$, 算出半偏心孔所对应盘心的小扇面角度约为 $30^\circ/8$, 确定出在 30 扇区环向划分 8 个单元。
2. 在 Geometry Definition 中 $\theta = 0$ 面上定义若干点以备做剖面, 用点的 Copy 功能生成 $\theta = 30^\circ/8$ 面上的点, 在该小扇区上利用已有点生成唯一相连的六个“子体”和相应网格域。
3. 在六个网格域上映射生成实体单元, 此时环向仅为一个单元。检验得知, 所有的六面体单元的畸变值均大于 0.7, 所有的五面体单元畸变值均大于 0.4。

4. 用 3078 扇区上的单元为母单元组, 在单元反射子菜单下依次反射出其他七扇单元。
5. 在母单元组中, 删除两个与偏心孔位置相对应的单元, 使结构出现一个缺口。
6. 在偏心孔圆心上, 建立一个新柱坐标系, 并将母单元组的节点改成参照新坐标系。

7. 利用 /Node Modify 子菜单下的操作, 将个别节点移动到偏心孔的边界上 (这些节点的标号是很容易知道的)。由于在 1 中已经考虑了偏心孔的大小, 所以这些节点移动的距离不太大, 因而不会引起单元畸变值的显著变化。

这样一个含半个偏心孔压气机盘合理的有限元模型就建立起来了, 共 382 个单元, 此模型也可为 NASTRAN 等系统所用。

二、计算结果与讨论

压气机盘的载荷包括: 盘轴过盈力, 盘与其它盘搭接处的过盈压力, 盘外缘上叶片和凸块的离心力, 以及其它略去的质量产生的离心力。 $n = 11490 \text{ r/min}$, $\rho = 4.48 \times 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$, $E = 105 \text{ GPa}$, $\sigma_{0.1} = 550 \text{ MPa}$, $\nu = 0.3$ 。

经过计算得, 全场各节点最大位移 (径向) $U_{R\max} = 0.7223 \text{ mm}$, 全场平均等效应力为 268 MPa (如图 2), 故总体来看尚有较大的强度储备。孔边各节点最大等效应力 $\sigma = 572.8 \text{ MPa}$, 已经超过 $\sigma_{0.1}$ 。详见表 1。

由表 1 可以看出, 由于盘剖面的不对称, 导致了进气边和排气边应力差较大。

若使孔边最大等效应力降至 $\sigma_{0.1}$ 以下, 则可以将孔边的厚度适当增加 (如增加 2 mm)。具体做法是在 /Node 菜单下, 修改孔边各节点的 Z 坐标值。重新计算后所得孔边最大等效应力 $\sigma = 518.5 \text{ MPa}$, 孔边等效应力分布情况如表 2 所示。

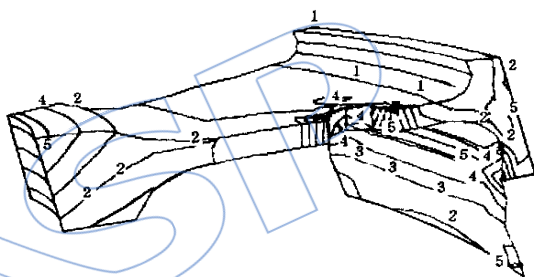


图 2 等效应力分布

表 1 原结构孔边 σ_e 分布 (σ_e : MPa)

$\theta (^\circ)$	- 90	- 45	0	45	90
排气边	5.38	309.6	317.1	287.4	489.8
进气边	566.0	367.6	506.8	386.1	572.8

表 2 增厚后孔边 σ_e 分布 (σ_e : MPa)

$\theta (^\circ)$	- 90	- 45	0	45	90
排气边	518.5	294.7	308.8	271.1	466.9
进气边	497.3	327.8	468.1	340.8	491.5

结论 (1) 利用 DBAS 系统的前处理功能提出分网策略, 适用于剖面很复杂的旋转体的三维网格划分, 有效地解决了减小求解规模和单元畸变的矛盾, 并为加载荷和约束带来极大方便。(2) 单元挖补技术解决了小孔局部分网问题。(3) 一次完成含偏心孔盘体三维分析, 它较之以前的二次算法具有更强的真实性, 并反映出了偏心孔边前后面应力分布状况。(4) 在原有网格基础上的孔边增厚方法, 可以通过厚度变化来控制孔边应力水平, 该方法方便易行, 不失为工程实用的优化方式。

参 考 文 献

- [1] 温卫东、高德平, “压气机轮盘孔边应力的边界元分析”, 航空学报, Vol. 11, No. 9, 1990。

K_c , additional extension δ_c and deviation of natural frequency f_c of the cracked blade, the failure criterion of the compressor blade is discussed and the critical crack length is determined. By the use of Paris formula and in consideration of the influence of high cycles on low cycle fatigue crack propagation, the damage tolerance life of the blade is obtained. As an example, a calculation of a certain compressor blade is given. In order to investigate the relation of natural frequency versus crack length, the vibration of compressor blades has been tested. The presented method can be used for the strength evaluation of turbo-jet engine.

FINITE ELEMENT ANALYSIS OF COMPLEX DISK BODY WITH ECCENTRIC HOLE

Peng Kejian and Sheng Yuansheng

(*Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, Shenyang 110031*)

ABSTRACT

A strategy of discretization process for the 3-D disk body of complex cross-section has been developed on the basis of available functions of I-DEAS system. The cutting and mending techniques are employed to realize the mesh formation at the local regions of eccentric holes. In result, it is possible to solve effectively the contradiction between element distortion and over-large scale of solution, and thus the 3-D analysis of the disk with eccentric hole can be completed at one time. Also in this paper an engineering optimum method is provided by adjusting the thickness of the disk so as to control the stress level at the edge of holes.

HOLOGRAPHIC VIBRATION MEASUREMENT OF DISC-BLADE COUPLING IN HIGH-SPEED ROTATION

Wu Qiufang, Jiang Guoliang, Zhao Kaining

(*Shenyang Aeroengine Research Institute, shenyang 110015*)

ABSTRACT

A new measuring technique is presented which combines holographic interferometry and image derotation to determine the behaviour of disc-blade coupling vibration during high-speed rotation. The measuring technique and its optical system have been verified by the test of a model circular disc. The primary test results of a real disc-blade coupling are given which show the obtained holograms of rotating members to correspond to the results of vibration theory analysis and frequency spectrograms. Therefore, it is possible to expect this technique to be an effective testing measure for aeroengine designing and troubleshooting.

RESEARCH ON HIGH-LOW CYCLE COMPLEX FATIGUE AND ACCUMULATIVE DAMAGE FOR Ti-ALLOY TC11

Hou Jingyou

(*Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095*)

ABSTRACT

The high-low cycle complex fatigue behaviours of Ti-alloy TC11 were researched systematically at room and elevated temperatures. At the same time, the effects of complex stress ratio m , test temperature and prestress overload for SEN specimen on complex fatigue life N_{fL} were taken into consideration. The work comes to the conclusion that: The complex fatigue life decreases obviously with m increased, especially when $m = 35\%$, the N_{fL} decreases more than 10 times, and there occurs a knee on the $m - \log N_{fL}$ curve near $m = 10\%$. The complex fatigue of the alloy TC11 is very sensitive to test temperature